

УДК 629.735.33

І. С. Кривохатько, В. В. Сухов

## АНАЛІТИЧНЕ ТА ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ВИЗНАЧЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА СХЕМИ «ТАНДЕМ»

### Вступ

Останніми роками серед засобів запуску малих безпілотних літальних апаратів (БЛА) поширеним став контейнерний або трубний старт (англ. «tube launch»). Складена модель виштовхується з труби за допомогою пневмо- або гумового приводу і розкривається в польоті. Для таких БЛА розповсюдження набула схема «тандем», що дозволяє суттєво зменшити габарити апарату, обмежені діаметром та довжиною контейнеру [1]. При цьому аеродинаміка схеми «тандем» досліджена в значно меншій мірі, ніж традиційної схеми. Зокрема, визначення піднімальної сили та поздовжнього моменту базується на наближених методах, а індуктивного опору – не дає повної відповідності експерименту [2, с. 91], [3, с. 61]. Теорія продовжує уточнюватись [4, с. 410].

### Постановка задачі

Метою роботи є визначення аеродинамічних характеристик (АХ) БЛА схеми «тандем» аналітичними методами, порівняння їх з експериментальними даними.

### Теоретична частина

Методика визначення аеродинамічних характеристик БЛА традиційної схеми при малих числах Маха детально розроблена [5, с. 77]. Специфіка БЛА схеми «тандем» полягає в інтерференції переднього та заднього крил: уповільненні, турбулізації та скосі потоку, що обтікає заднє крило порівняно з переднім (присутність заднього крила здійснює незначний вплив на переднє [6, с. 43]).

1) *Визначення уповільнення потоку* доцільно на основі експериментальних даних [7, с. 119] (рис. 1). Користуючись графіком для  $M=0,25$ , можна визначити, що при розташуванні заднього крила нижче за переднє уповільненням потоку (а також зменшенням числа Рейнольдса) на задньому крилі можна знехтувати ( $k_v = q_2 / q_1 \approx 1,0$ ).

2) Оцінити *вплив підвищеного ступеня турбулентності потоку* на аеродинамічні характеристики заднього крила доцільно числовими мето-

дами або на основі раніше проведених досліджень [8]. Перевагу в загальному випадку слід віддати  $k$ - $\omega$  моделям турбулентності [9, с. 21]. Загалом ступінь турбулентності незначно впливає на коефіцієнти піднімальної сили та поздовжнього моменту на ділянці їх лінійної залежності від кута атаки.

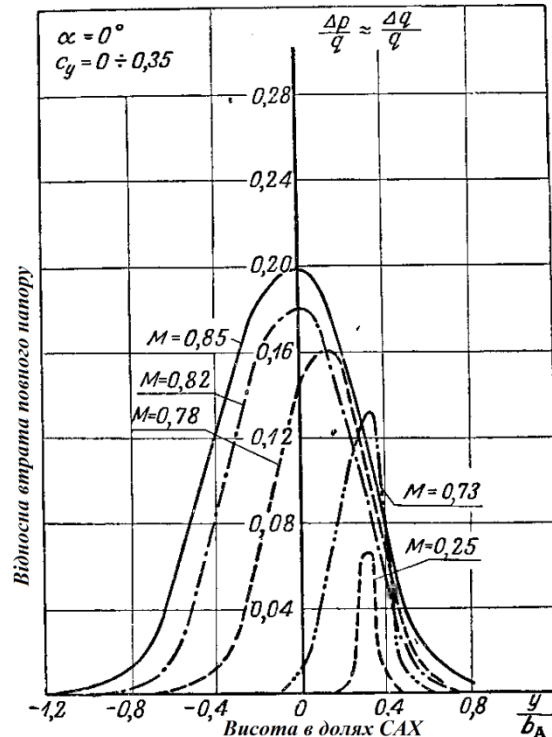


Рис. 1. Гальмування потоку  $(1 - k_v)$

### 3) Визначення скосу потоку

Надалі визначаємо лише вертикальну складову скосу потоку  $V_y$ , нехтуючи  $V_x$  та  $V_z$ . Для більш точного визначення скосу потоку та індуктивного опору компоновки необхідно спиратись на експериментальні дані за умов дотримання критеріїв подібності вихрових систем [10].

Аналітично визначати скіс потоку можна наступними способами:

а) за наближеною формулою Хорнера [6, с. 43]:

$$\Delta\alpha_{ск2} = \Delta\alpha_{ск12} + \Delta\alpha_{ск22} = 1,6 \frac{c_{y1}}{\pi e_1 \lambda_{ef1}} + \frac{c_{y2}}{\pi e_2 \lambda_{ef2}}, \quad (1)$$

де перший доданок враховує скіс потоку від переднього крила (взаємоіндукцію), а другий – власну індукцію заднього крила.

Вираз не враховує співвідношення розмахів крил, поздовжні та поперечні інтервали між крилами, що впливають на величину скосу.

б) більш акуратний розрахунок проводиться за формулою Біо-Савара. Вважаємо, що кінцеві вихори переднього крила у вертикальній площині орієнтовані за напрямом зовнішнього потоку, а в горизонтальній – стягу-

ються до площини симетрії на певну відстань  $l'$ . Для трапецієподібного ізольованого крила зі звуженням  $\eta$  [7, с. 103]:

$$l'_{iz} = l_1 \left( 0,64 + \frac{0,25}{\eta} \right).$$

З урахуванням впливу фюзеляжу [11, с. 412], отримаємо:

$$l' = l_1 \left( 0,64 + \frac{0,25}{\eta} \right) k_d + d_{кр}, \quad (2)$$

де  $d_{кр}$  – діаметр фюзеляжу в місці стику з крилом,

$k_d$  – поправочний коефіцієнт (визначається за табл. 1):

**Таблиця 1.**

$d_{кр} / l_1$	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
$k_d$	1,0	0,980	0,970	0,968	0,968	0,970	0,972	0,980	0,985	0,995	1,0

В довільній точці простору з координатами  $(x, y, z)$  відносно центру приєднаного вихору (рис. 2) при малих числах Маха запишемо [2, с. 42]:

$$\begin{aligned} V_y = & -\frac{\Gamma_1(0,5l' - z)}{4\pi((0,5l' - z)^2 + y^2)} \left( 1 + \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' - z)^2}} \right) + \\ & -\frac{\Gamma_1(0,5l' - z)}{4\pi((0,5l' - z)^2 + y^2)} \left( 1 + \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' - z)^2}} \right) + \\ & -\frac{\Gamma_1 x}{4\pi(x^2 + y^2)} \left( \frac{0,5l' - z}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' - z)^2}} + \frac{0,5l' + z}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' - z)^2}} \right), \end{aligned} \quad (3)$$

де  $\Gamma_1 = 0,5c_{y1}V_1S_1 / l_1$  – циркуляція вихору переднього крила [5, с. 277].

Тут перші два доданки відповідають вільним вихорам, а останній – приєднаному вихору переднього крила. Тому при числовому розрахунку характеристик двох профілів останній доданок не враховується.

Підставивши інтенсивність вихору  $\Gamma_1$  і враховуючи те, що скіс потоку завжди вимірюється в кількох градусах, тобто

$$\Delta\alpha_{ск12} = \arctg(V_y / V_2) \approx V_y / V_2 = V_y / (\sqrt{k_v} V_1).$$

Після нескладних перетворень одержимо остаточну формулу:

$$\Delta\alpha_{\text{ск12}} = -\frac{c_{y1}S_1}{8\pi\sqrt{k_v}l_1} \left[ \frac{0,5l' - z}{(0,5l' - z)^2 + y^2} \left( 1 + \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' - z)^2}} \right) + \right. \\ \left. + \frac{0,5l' + z}{(0,5l' - z)^2 + y^2} \times \left( 1 + \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' - z)^2}} \right) + \right. \\ \left. + \frac{x}{x^2 + y^2} \left( \frac{0,5l' - z}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' - z)^2}} + \frac{0,5l' + z}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' - z)^2}} \right) \right], \quad (3a)$$

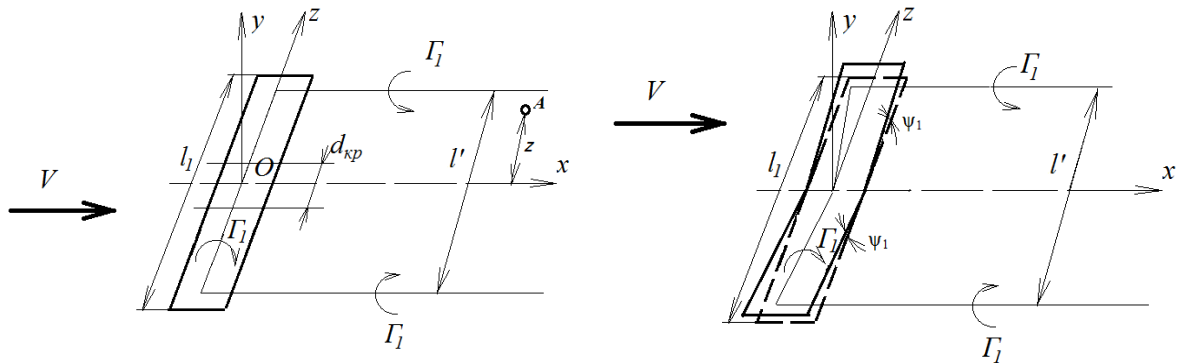


Рис. 2. До визначення швидкості, індукованої вихорами

Аналіз цих формул в загальному вигляді складний, і раніше [2] розглядались лише спеціальні випадки. Якщо для горизонтального оперення можна з достатньою точністю визначити скіс потоку в площині симетрії, то для заднього крила в схемі «тандем» необхідно визначити скіс в кожній точці за розмахом. Для визначення коефіцієнта піднімальної сили достатньо потім визначити середній скіс за крилом.

При відсутності кутів поперечного V крил, отримаємо середні величини індукованої швидкості та скосу потоку на задньому крилі внаслідок інтерференції з переднім:

$$V_{y\text{сеп}} = \frac{1}{l_2} \int_{-l_2/2}^{l_2/2} V_y(z) dz, \quad \Delta\alpha_{\text{ск12}} = \arctg \frac{V_{y\text{сеп}}}{V_2} \approx \frac{V_{y\text{сеп}}}{V_2} = \frac{1}{l_2} \int_{-l_2/2}^{l_2/2} \Delta\alpha_{\text{ск12}}(z) dz, \quad (4)$$

де  $V_2$  – середня швидкість потоку, що набігає на заднє крило.

В загальному вигляді обчислити невизначений інтеграл не вдається. Але розрахунок визначеного інтегралу за допомогою загальнодоступних комп'ютерних програм (наприклад, *Mathcad*) виконується за доли секунди із заданою точністю  $10^{-5}$ .

Для визначення середнього скосу при нульовому куті атаки потрібно підставити в (3a)

$$x = l_{x0}, \quad y = y_0 + |z| \tg \psi_2 - 0,5l' \tg \psi_1,$$

де  $l_{x0}$ ,  $y_0$  – відстані між лініями 25% хорд переднього та заднього крил вздовж і перпендикулярно будівельній горизонталі фюзеляжу (у зв'язаній системі координат), та інтегрувати за формулою (4) в межах  $[-l_2 \cos \psi_2 / 2; l_2 \cos \psi_2 / 2]$ :

$$\Delta \alpha_{ck12} \approx \frac{1}{l_2 \cos \psi_2} \int_{-l_2 \cos \psi_2 / 2}^{l_2 \cos \psi_2 / 2} \Delta \alpha_{ck12}(z) dz. \quad (4a)$$

При появі кута атаки винесення крил та висота між ними в швидкісній системі координат з геометричних міркувань запишуться у вигляді (рис. 3):

$$\begin{aligned} x &= l_x = l_{x0} \cos \alpha + (y_0 + |z| \operatorname{tg} \psi_2 - 0,5l' \operatorname{tg} \psi_1) \sin \alpha, \\ y &= -l_{x0} \sin \alpha + (y_0 + |z| \sin \psi_2 - 0,5l' \sin \psi_1) \cos \alpha, \end{aligned} \quad (5)$$

де  $y_0$  – вертикальний інтервал між кореневими перерізами крил при  $\alpha=0$  ( $y_0 > 0$ , якщо заднє крило вище).

За наявності кутів стрілоподібності  $\chi_1$  і  $\chi_2$  (надалі вважаємо їх малими) і згину крил під дією аеродинамічних навантажень:

$$\begin{aligned} x &= (l_{x0} - 0,5l' \operatorname{tg} \chi_1 + |z| \operatorname{tg} \chi_2) \cos \alpha + \\ &+ (y_0 + |z| \operatorname{tg} \psi_2 - 0,5l' \operatorname{tg} \psi_1 - h_1 + h_2) \sin \alpha, \\ y &= -(l_{x0} - 0,5l' \operatorname{tg} \chi_1 + |z| \operatorname{tg} \chi_2) \sin \alpha + \\ &+ (y_0 + |z| \operatorname{tg} \psi_2 - 0,5l' \operatorname{tg} \psi_1 - h_1 + h_2) \cos \alpha, \end{aligned} \quad (5a)$$

де  $h_1, h_2$  – згини, відповідно, переднього і заднього крил в зв'язаній системі координат; також є функціями кута атаки.

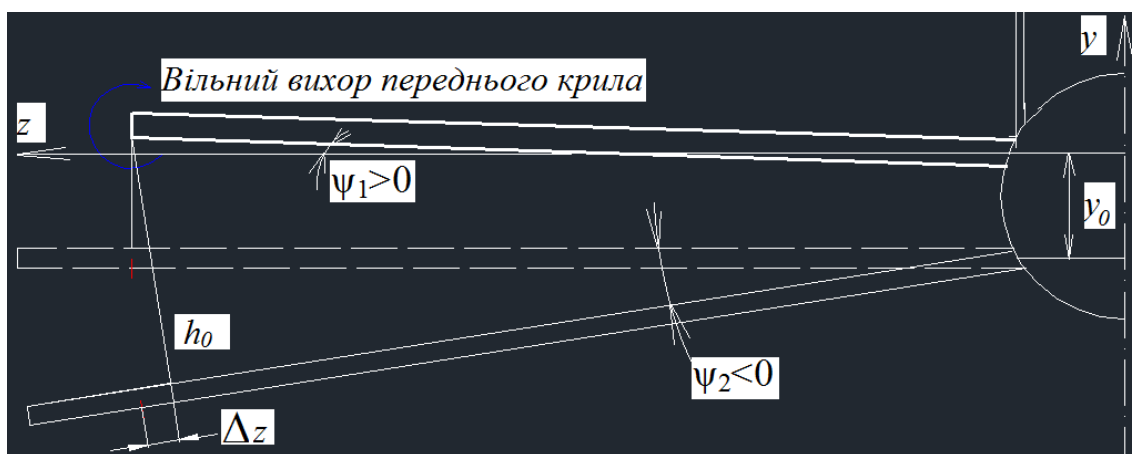


Рис. 3. Зміна висоти  $h_0$  і точки проекції  $z$  при від'ємному куті  $\psi_2$  ( $y_0 < 0$ )

Часто для визначення АХ ЛА кут скосу представляють у вигляді:

$$\Delta\alpha_{ck12} = \varepsilon_0 + \varepsilon^a \alpha.$$

Візьмемо похідну від формули (4a) і отримаємо

$$\varepsilon^a = d\alpha_{ck12} / d\alpha \text{ і } \varepsilon_0 = -\varepsilon^a \alpha_{01}. \quad (6)$$

Розглянемо випадок  $\psi_1 = \psi_2 = \chi_1 = \chi_2 = 0^\circ$ ,  $c_{y1} = 0,5$  ( $\alpha_0 = -3^\circ$ ,  $\alpha = 2,5^\circ$ ),  $\eta_1 = 1$ ,  $d = b_1 = 0,1l_1$  і запишемо значення коефіцієнта  $\varepsilon^a$  в залежності від безрозмірних параметрів винесення крила ( $l_{x0} / l_1$ ), висоти коробки крил ( $h_0 / l_1$ ) і розмаху заднього крила ( $l_2 / l_1$ ) (табл. 2).

Зазначимо, що при зміні кута атаки вертикальний інтервал змінюється і значення  $\varepsilon^a$  теж дещо змінюється (зменшується при віддаленні крил у вертикальній площині). Слід відмітити, що за формулою Хорнера всі наведені в таблиці значення були б однакові ( $-\varepsilon^a \approx 0,33$ ), що не відповідає дійсності.

**Таблиця 2.**

Значення параметра ( $-\varepsilon^a$ ) при  $l_{x0} / l_1 = 0,3$

$\begin{matrix} l_2 / l_1 \\ h_0 / l_1 \end{matrix}$	0,9	1,0	1,05	1,1	1,2	1,3	1,5
-0,01	0,300	0,274	0,270	0,248	0,209	0,182	0,145
-0,03	0,274	0,257	0,249	0,234	0,203	0,178	0,143
-0,05	0,256	0,242	0,232	0,220	0,194	0,172	0,139
-0,07	0,239	0,227	0,218	0,207	0,186	0,165	0,135
-0,10	0,217	0,205	0,198	0,189	0,172	0,155	0,127

Недоліком аналітичних способів залишається:

- 1) ігнорування складної форми системи чотирьох вільних вихорів, якої вони набувають внаслідок взаємодії між собою;
- 2) ігнорування формулою Біо-Савара того, що реальний вихор завжди має розрідження в ядрі, і якщо він проходить близько до поверхні заднього крила, то суттєво змінює розподіл тиску (а відповідно і піднімальну силу, і індуктивний опір) за розмахом заднього. Для уникнення цього недоліку необхідно вводити емпіричні поправки.

### Визначення коефіцієнту піднімальної сили

Для схеми «тандем» підйомна сила створюється крилами та фюзеляжем

$$c_{y \text{ танд}} = c_{y1} \frac{S_1}{S} + c_{y2} \frac{S_2}{S} + c_{y\phi} \frac{S_M}{S}, \quad (7)$$

де  $S = S_1 + S_2$  – сумарна площа двох крил в плані;

$c_{y\phi}, S_M$  – коефіцієнт піднімальної сили і площа міделю фюзеляжу.

Щоб побудувати графік залежності  $c_y(\alpha)$  з відомою точністю, достатньо встановити кут нульової піднімальної сили  $\alpha_0$ , критичний кут атаки  $\alpha_{кр}$ , а також похідну від коефіцієнта за кутом атаки  $c_y^a$ .

Для *переднього крила* прямокутного в плані з відомим профілем без кручення і без поперечного V можна записати [5, с. 290], [12]:

$$c_{y1} = c_{y np1}^a \frac{\alpha - \alpha_{01} + \varphi_1}{1 + \frac{c_{y np1}^a}{\pi \lambda_{ef1}} (1 + \tau)} = c_{y np1}^a \frac{\alpha - \alpha_{01} + \varphi_1}{1 + \frac{c_{y np1}^a}{\pi e_1 \lambda_{ef1}}} = c_{y np1}^a \frac{\alpha - \alpha_{01} + \varphi_1}{1 + \frac{c_{y np1}^a}{\lambda_{ef1}} 0,375}, \quad (8)$$

де  $\varphi_1$  – кут установлення крила (надалі ведемо відлік кутів атаки від САХ переднього крила і  $\varphi_1 = 0$ );

$\alpha_{01}$  – кут нульової піднімальної сили профілю переднього крила (можна прийняти рівним даній величині для ізолюваного профілю);

$c_{y np1}^a$  – похідна коефіцієнта піднімальної сили для переднього профілю;

$$\lambda_{ef1} = \frac{\lambda}{1 + S_{\Pi\Phi} / S_1} = \frac{l_1^2 / S_1}{1 + S_{\Pi\Phi} / S_1} = \frac{l_1^2}{S_1 + S_{\Pi\Phi}} - \text{ефективне видовження крила.}$$

За наявності заданих характеристик профілю:

$$c_{y1} = c_{y np1} \frac{\alpha - \alpha_{01}}{\alpha - \alpha_{01} + \frac{c_{y np1}}{\pi \lambda_{ef1}} (1 + \tau)} = c_{y np1} \frac{\alpha - \alpha_{01}}{\alpha - \alpha_{01} + \frac{c_{y np1}}{\lambda_{ef1}} 0,375}. \quad (8a)$$

За наявності кутів поперечного V ( $\psi_1$ ) та/або стрілоподібності ( $\chi_1$ ):

$$c_{y1} = c_{y np1}^a \frac{\alpha - \alpha_{01}}{\frac{1}{\cos \psi_1 \cos \chi_1} + \frac{c_{y np1}^a}{\pi e_1 \lambda_{ef1}}}, \quad (9)$$

$$c_{y1} = c_{y np1} \frac{\alpha - \alpha_{01}}{\frac{\alpha - \alpha_{01}}{\cos \psi_1 \cos \chi_1} + \frac{c_{y np1}}{\pi e_1 \lambda_{ef1}}}. \quad (9a)$$

На лінійній ділянці графіка  $c_{y2}(\alpha)$  для *заднього крила* без поперечного V:

$$c_{y2} = c_{y np2}^a \left( \alpha - \alpha_{02} + \Delta \alpha_{ск} + \Delta \varphi \right) = c_{y np2}^a \left( \alpha - \alpha_{02} - \frac{c_{y2}}{\pi e_2 \lambda_{ef2}} + \Delta \alpha_{ск12} + \Delta \varphi \right),$$

де  $\alpha_{02}$  – кут нульової піднімальної сили заднього профілю;

$\Delta \alpha_{ск12}$  – кут скосу потоку від переднього крила;

$\Delta\varphi = \varphi_2 - \varphi_1$  – кут деградації, якщо кути відміряються від хорди переднього крила.

Врахувавши гальмування потоку, поперечне  $V(\psi_2)$  та стрілоподібність за лінією 25% хорд ( $\chi_2$ ) крила, запишемо:

$$c_{y2} = \sqrt{k_V} c_{y np2}^a \left( \alpha - \alpha_{02} - \frac{c_{y2}}{\pi e_2 \lambda_{ef2}} + \Delta\alpha_{ск12} + \Delta\varphi \right) \cos \psi_2 \cos \chi_2 \Rightarrow$$

$$\Rightarrow c_{y2} = \frac{c_{y np2}^a}{\frac{1}{\sqrt{k_V} \cos \psi_2 \cos \chi_2} + \frac{c_{y np2}^a}{\pi e_2 \lambda_{ef2}}} (\alpha - \alpha_{02} + \Delta\alpha_{ск12} + \Delta\varphi). \quad (10)$$

У випадку заданого коефіцієнту піднімальної сили профілю крила  $c_{y np2}$  з урахуванням  $c_{y np2}^a = c_{y np2} / (\alpha - \alpha_{02} + \Delta\varphi)$  можна записати:

$$c_{y2} = c_{y np2} \frac{\alpha - \alpha_{02} + \Delta\alpha_{ск12} + \Delta\varphi}{\frac{\alpha - \alpha_{02} + \Delta\varphi}{\sqrt{k_V} \cos \psi_2 \cos \chi_2} + \frac{c_{y np2}}{\pi e_2 \lambda_{ef2}}}. \quad (10a)$$

Всі кути мають бути представлені в радіанах.

Застосувавши визначені раніше коефіцієнти  $\varepsilon^a$  і  $\varepsilon_0$ , отримаємо:

$$c_{y2} = c_{y np2}^a \frac{(1 + \varepsilon^a)\alpha - \alpha_{02} - \varepsilon^a \alpha_{01} + \Delta\varphi}{\frac{1}{\sqrt{k_V} \cos \psi_2 \cos \chi_2} + \frac{c_{y np2}^a}{\pi e_2 \lambda_{ef2}}}, \quad (10б)$$

$$c_{y2} = c_{y np2} \frac{(1 + \varepsilon^a)\alpha - \alpha_{02} - \varepsilon^a \alpha_{01} + \Delta\varphi}{\frac{\alpha - \alpha_{02} + \Delta\varphi}{\sqrt{k_V} \cos \psi_2 \cos \chi_2} + \frac{c_{y np2}}{\pi e_2 \lambda_{ef2}}}. \quad (10в)$$

За формулами (9) і (10) легко визначити похідну  $c_y^a$ :

$$c_{y1}^a = \frac{1}{\frac{1}{c_{y np1}^a \cos \psi_1 \cos \chi_1} + \frac{1}{\pi e_1 \lambda_{ef1}}} \text{ і } c_{y2}^a = \frac{1 + \varepsilon^a}{\frac{1}{\sqrt{k_V} c_{y np2}^a \cos \psi_2 \cos \chi_2} + \frac{1}{\pi e_2 \lambda_{ef2}}}. \quad (11)$$

Для системи двох крил і для ЛА взагалі:

$$c_y^a = c_{y1}^a \frac{S_1}{S} + c_{y2}^a \frac{S_2}{S}, \quad c_{y \tan \delta}^a = c_{y1}^a \frac{S_1}{S} + c_{y2}^a \frac{S_2}{S} + c_{y\phi}^a \frac{S_M}{S}. \quad (12)$$



Якщо крило складається з кількох секцій (на зразок телескопічного крила), то оцінити  $\alpha_0$  можна, вважаючи піднімальну силу кожної секції пропорційною площі  $Y_2 = c_{y2}^\alpha (\alpha - \alpha_{02} - \Delta\alpha_{ck12} + \Delta\varphi) q_2 S_2$ , причому множники  $c_{y2}^\alpha$  і  $q_2$  не значно варіюються для різних секцій, а скосом потоку  $\Delta\alpha_{22}$  нехтуємо, так як для крила в цілому піднімальна сила дорівнює нулю:

$$\alpha_{02} = \alpha_{020} S_{20} / S_2 + \sum_{i=1}^n (\alpha_{02i} - \Delta\varphi_i) S_{2i} / S_2, \quad (13)$$

де  $\Delta\varphi_i$  – кут установлення  $i$ -й секції відносно основної.

Запропонований метод визначення коефіцієнтів піднімальної сили обох крил дає похибку в околі критичного кута атаки профілю. На цій ділянці необхідно оцінити критичний кут атаки крила на основі попереднього досвіду та інтерполювати розраховані та оціночні значення. Наприклад, для практики можна вважати, що для прямокутного крила видовження  $\lambda = 6$  [2, с. 39]:

$$c_{y\max} = c_{y\max\text{пр}} / 1,07. \quad (14)$$

### Визначення коефіцієнту поздовжнього моменту

Коефіцієнт поздовжнього моменту ЛА схеми «тандем» відносно центру мас:

$$m_z = m_{z0} - (\bar{x}_F - \bar{x}_{cm}) c_y = m_{z0} + m_z^{cy} c_y.$$

Зазначимо, що при  $c_y = 0$ , як правило, має місце  $c_{y1} > 0$ ,  $c_{y2} < 0$ .

$$c_{y1} S_1 = -c_{y2} S_2.$$

Тоді

$$c_{y1} = c_{y1}^\alpha (\alpha - \alpha_{01}) S_1 = -c_{y2}^\alpha \left( \alpha + \frac{-\varepsilon^\alpha \alpha_{01} - \alpha_{02} + \Delta\varphi}{1 + \varepsilon^\alpha} \right) S_2.$$

Звідси визначимо кут нульової піднімальної сили системи двох крил:

$$\alpha_0 = \frac{c_{y1}^\alpha \alpha_{01} S_1 + c_{y2}^\alpha \frac{\varepsilon^\alpha \alpha_{01} + \alpha_{02} - \Delta\varphi}{1 + \varepsilon^\alpha} S_2}{c_{y1}^\alpha S_1 + c_{y2}^\alpha S_2}, \quad (15)$$

де  $c_{y1}^\alpha$  і  $c_{y2}^\alpha$  визначаються з формули (11).

При цьому куті атаки коефіцієнт поздовжнього моменту дорівнює:

$$m_{z0} = m_{z01} \frac{S_1}{S} + c_{y1}^a (\alpha_0 - \alpha_{01}) \frac{x_1}{b_{екв}} \frac{S_1}{S} + m_{z02} \frac{S_2}{S} - c_{y2}^a \left( \alpha_0 - \frac{\varepsilon^a \alpha_{01} + \alpha_{02} - \Delta\varphi}{1 + \varepsilon^a} \right) \frac{x_2}{b_{екв}} \frac{S_2}{S}, \quad (16)$$

де  $x_1, x_2$  – відстані від центра мас до ліній чвертей хорд переднього і заднього крил або до чвертей їх САХ (при стрілоподібності).

Тоді для будь-якого кута атаки на лінійній ділянці  $c_y(\alpha)$

$$m_z = m_{z01} \frac{S_1}{S} + c_{y1}^a (\alpha - \alpha_{01}) \frac{x_1}{b_{екв}} \frac{S_1}{S} + m_{z02} \frac{S_2}{S} - c_{y2}^a \left( \alpha - \frac{\varepsilon^a \alpha_{01} + \alpha_{02} - \Delta\varphi}{1 + \varepsilon^a} \right) \frac{x_2}{b_{екв}} \frac{S_2}{S}, \quad (17)$$

$$m_z^a = c_{y1}^a \frac{x_1}{b_{екв}} \frac{S_1}{S} - c_{y2}^a \frac{x_2}{b_{екв}} \frac{S_2}{S} \quad (18)$$

$$m_z^{c_y} = \frac{\partial m_z}{\partial c_y} = \frac{m_z^a}{c_y^a} = \frac{c_{y1}^a \frac{x_1}{b_{екв}} \frac{S_1}{S} - c_{y2}^a \frac{x_2}{b_{екв}} \frac{S_2}{S}}{c_{y1}^a \frac{S_1}{S} + c_{y2}^a \frac{S_2}{S}} \quad (19)$$

ЛА буде статично стійким за перевантаженням, якщо  $c_{y1}^a x_1 S_1 < c_{y2}^a x_2 S_2$ .

### Порівняння з експериментальними даними

В аеродинамічній трубі АТ-1 були проведені випробування моделі ЛА схеми «тандем». Швидкість потоку  $V=25$  м/с, хорда кожного крила  $b=0,11$  м, розмахи  $l_1=1,05$  м,  $l_2=1,17$  м, параметр  $y_0=0,07$  м.

АХ фюзеляжу та ВО визначено експериментально, АХ профілів – числовими методами в програмному пакеті *Ansys*. Коефіцієнти  $c_y(\alpha)$  та  $m_z(c_y)$  розраховані за формулами (12) і (17), відповідно.

Порівняння розрахованих залежностей піднімальної сили з експериментальними наведено на рис. 4 і показує гарне узгодження на лінійній ділянці. Незначне горизонтальне зміщення графіків можна пояснити похибкою кута установлення заднього крила на моделі.

Залежності коефіцієнту поздовжнього моменту від коефіцієнта піднімальної сили наведені на рис. 5. Хоча відповідність теоретичного методу і практичних даних тут дещо нижче, ніж у попередніх графіках, однак

метод дозволяє визначити характер залежності та, з достатньою точністю, похідну  $m_z^{c_y}$  на лінійній ділянці.

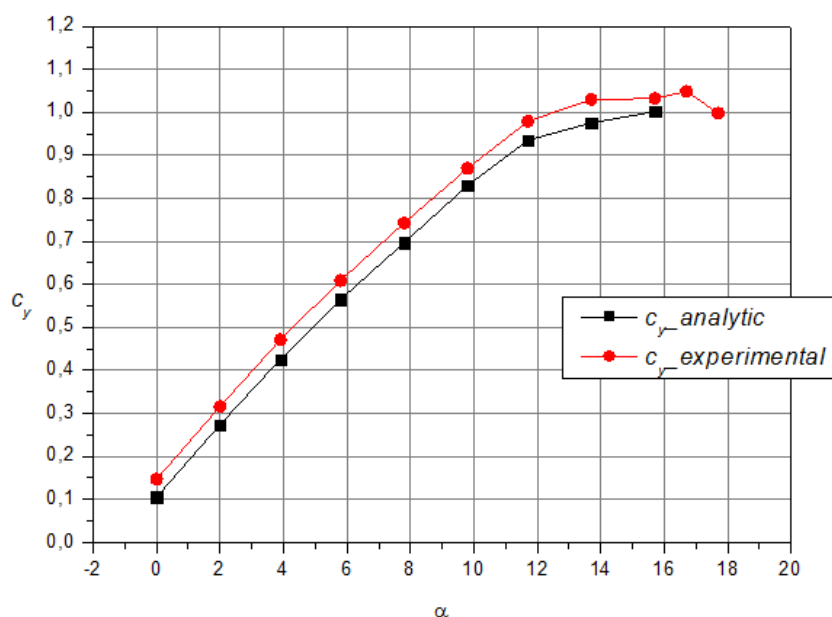


Рис. 4. Залежність  $c_y(\alpha)$  при  $l_{x0} = 590$  мм,  $\psi_2 = 0^\circ$

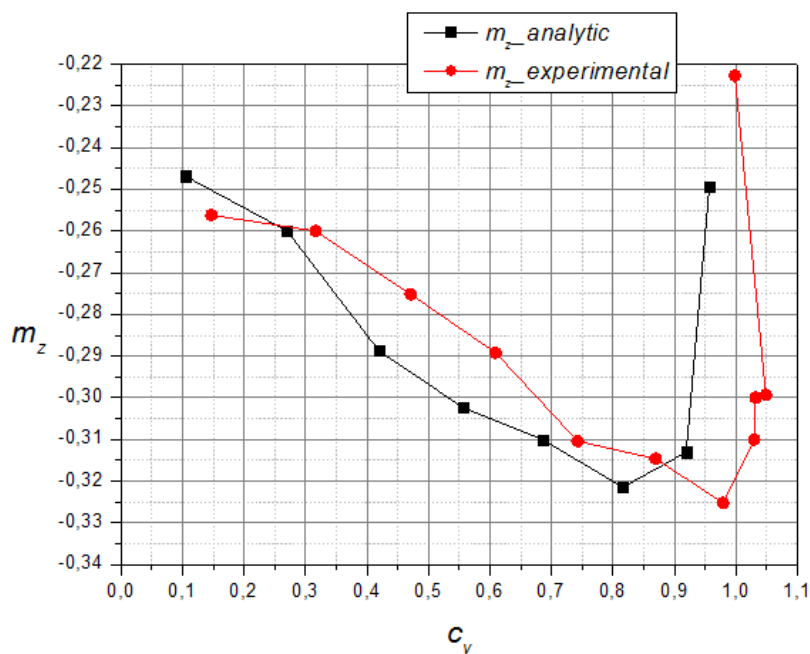


Рис. 5. Залежність  $m_z(c_y)$  при  $l_{x0} = 590$  мм,  $\psi_2 = 0^\circ$

## Висновки

Запропонована методика дозволяє визначити коефіцієнти піднімальної сили та поздовжнього моменту літального апарату схеми «тандем» суто теоретично або з використанням простих засобів числової аеродинаміки

(CFD). Отримані результати підтверджуються експериментальними дослідженнями в аеродинамічній трубі.

Новий метод математично точніший; враховує стягування вихорів до площини симетрії, кути стрілоподібності та поперечного V обох крил; дозволяє обчислити похідні скосу потоку за кутом атаки.

В наступних роботах метод буде розповсюджено на бокові аеродинамічні характеристики літального апарату схеми «тандем»; також буде проведено розрахунок поляри і порівняно всі отримані результати з даними аеродинамічного експерименту.

### Список використаних джерел

1. *Збруцький О. В.* Безпілотні літальні апарати контейнерного старту: сучасний стан і напрямки досліджень [Текст] / О. В. Збруцький, О. М. Масько, В. В. Сухов // Вісник ММІ, вип. 64. – К.: НТУУ «КПІ», 2012. – С. 63–66.
2. *Юрьев Б. Н.* Экспериментальная аэродинамика [Текст] / Б. Н. Юрьев. – Часть 2. Индуктивное сопротивление. – М.: НКОП СССР, 1938. – 275 с.
3. *Шахов В. Г.* Аэродинамические усовершенствования и схемы летательных аппаратов [Текст] / В. Г. Шахов. – Куйбышев, Куйбышевский авиационный институт им. С. П. Королева, 1984. – 72 с.
4. *Butler G. F.* Effect of Downwash on the Induced Drag of Canard-Wing Combinations [Text] / G. F. Butler. – Engineering Notes, Vol. 19, No. 5. – P. 410–411.
5. *Мхитарян А. М.* Аэродинамика [Текст] / А. М. Мхитарян. – М.: Наука, 1974. – 448 с.
6. *Hoerner, S. F.* Fluid-dynamic drag: practical information on aerodynamic drag and hydrodynamic resistance [Text] / Dr. Sighard F. Hoerner. – Hoerner Fluid dynamics, Bricktown, New Jersey, 1965.
7. *Остославский И. В.* Продольная устойчивость и управляемость самолета [Текст] / И. В. Остославский, Г. С. Калачев. – М.: Государственное издательство оборонной промышленности, 1951. – 368 с.
8. *Кривохатко І. С.* Дослідження впливу початкового ступеня турбулентності потоку на аеродинамічні характеристики системи двох профілів [Текст] / І. С. Кривохатко, О. М. Масько, В. В. Сухов // Вопросы проектирования и производства конструкции летательных аппаратов. – Сборн. науч. Труд. НАУ им. Жуковского «ХАИ». Вып. 2 (70) – Х.: ХАИ, 2012.
9. *Латин Ю. В.* Статистическая теория турбулентности (прошлое и настоящее – краткий очерк идей) [Текст] / Ю. В. Латин // Научно технические ведомости. Издательство политехнического университета. Вып. 2. – СПб, СПбГПУ, 2004.

10. *Кривохатко И. С.* Критерії подібності вихрових систем літальних апаратів схеми «тандем» [Текст] / И. С. Кривохатко, В. В. Сухов // Вопросы проектирования и производства конструкции летательных аппаратов: сб. науч. тр. / М-во освіти і науки України, Нац. аерокосм. ун-т ім. Н. Є. Жуковського «ХАІ». – Харків, 2014. – Вип. 4 (80). – С. 64–74.
11. *Вотяков А. А.* Аэродинамика и динамика полета самолета [Текст] / А. А. Вотяков, Н. Т. Каюнов. – М. : Издательство ДОСААФ, 1975. – 296 с.
12. *Лемко О. Л.* Математическая модель формирования аэродинамического облика летательного аппарата по критерию максимального аэродинамического качества [Текст] / О. Л. Лемко, В. В. Сухов // Вопросы проектирования и производства конструкции летательных аппаратов. – Сборн. науч. Труд. НАУ им. Жуковского «ХАИ». Вып. 1 (65) – Х.: ХАИ, 2011. – с. 29–37.